

Production of a complete monolithic structure from an aluminum alloy sheet with constituent components, notably for the envelopes and reinforcing elements of aircraft fuselages and wings

Publication number: DE102004010700

Publication date: 2004-10-07

Inventor: KEIDEL CHRISTIAN JOACHIM (DE); HEINZ ALFRED LUDWIG (DE)

Applicant: CORUS ALUMINIUM WALZPROD GMBH (DE)

Classification:

- international: **B64C1/00; C22C1/00; C22C21/00; C22C21/10; C22F1/04; C22F1/053; B64C1/00; C22C1/00; C22C21/00; C22C21/10; C22F1/04; C22F1/053; (IPC1-7): C22F1/04**

- European: C22C21/10; C22F1/053

Application number: DE200410010700 20040304

Priority number(s): EP20030075764 20030317

Also published as:

 WO2004083478 (A1)
 RU2005131942 (A)
 GB2414242 (A)
 FR2852609 (A1)
 CN1761771 (A)
 CA2519139 (A1)

[less <<](#)

[Report a data error here](#)

Abstract not available for DE102004010700

Abstract of corresponding document: **FR2852609**

The production of a complete monolithic aluminum structure consists of: (a) preparing an aluminum alloy plate with a fixed thickness; (b) forming this plate to obtain a structure with a shape fixed in advance; (c) submitting this structure to a heat treatment; (d) possibly machining the structure to obtain the complete monolithic aluminum structure.

.....
Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 10 2004 010 700 A1** 2004.10.07

(12)

Offenlegungsschrift

(21) Aktenzeichen: **10 2004 010 700.9**

(22) Anmeldetag: **04.03.2004**

(43) Offenlegungstag: **07.10.2004**

(51) Int Cl.⁷: **C22F 1/04**

(30) Unionspriorität:

03075764 17.03.2003 EP

(74) Vertreter:

Müller, Schupfner & Gauger, 80539 München

(71) Anmelder:

**Corus Aluminium Walzprodukte GmbH, 56070
Koblenz, DE**

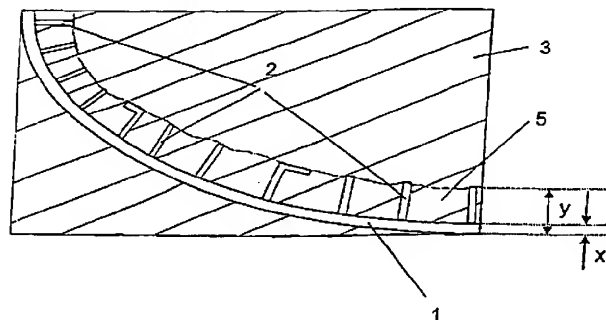
(72) Erfinder:

**Keidel, Christian Joachim, 56410 Montabaur, DE;
Heinz, Alfred Ludwig, 56414 Niederahr, DE**

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

(54) Bezeichnung: **Verfahren zur Herstellung einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur und Aluminiumprodukt aus dieser Struktur hergestellt**

(57) Zusammenfassung: Die vorliegende Erfindung betrifft ein Verfahren zur Herstellung einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur, welches folgende Schritte aufweist: (a) ein Aluminiumlegierungsgrobblech aus einer Aluminiumlegierung mit einer vorbestimmten Dicke (y) wird vorgesehen, (b) das Legierungsgrobblech wird gestaltet oder geformt, um eine vorbestimmte, gestaltete Struktur zu erhalten, (c) die gestaltete Struktur wird wärmebehandelt, (d) die gestaltete Struktur wird bearbeitet, z. B. hochgeschwindigkeitsbearbeitet, um eine integrierte monolithische Aluminiumstruktur zu erhalten.



Beschreibung**GEBIET DER ERFINDUNG**

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft ein Verfahren zur Herstellung einer integrierten Aluminiumstruktur aus einer Aluminiumlegierung und ein Aluminiumprodukt, das einer solchen integrierten Aluminiumstruktur hergestellt ist. Genauer betrifft die vorliegende Erfindung ein Verfahren zur Herstellung von Luftfahrtbauteilen aus Aluminiumlegierungen mit hoher Festigkeit, hoher Zähigkeit und Korrosionsbeständigkeit, die durch die Serie AA7000 der internationalen Nomenklatur der Aluminium Association ("AA") für strukturelle Luftfahrtanwendungen bezeichnet sind. Noch genauer betrifft die vorliegende Erfindung neue Verfahren zur Herstellung von integrierten Aluminiumstrukturen für Luftfahrtanwendungen, die Blech- und Grobblechelemente in eine integrierte monolithische Struktur kombinieren, wodurch aufgrund nützlicher künstlicher Alterungsverfahren eine Verwerfung vermieden wird.

BESCHREIBUNG DES VERWANDTEN STANDS DER TECHNIK

[0002] Im Stand der Technik ist die Verwendung von wärmebehandelbaren Aluminiumlegierungen bei einer Anzahl von Anwendungen bekannt, die relativ hohe Anforderungen an die Festigkeit, Zähigkeit und die Korrosionsbeständigkeit beinhalten, wie Flugzeugrümpfe, Fahrzeugelemente und andere Anwendungen. Die Aluminiumlegierungen AA7050 und AA7150 zeigen eine hohe Festigkeit bei Wärmebehandlungszuständen vom Typ T6, vgl. z.B. die US-A-6,315,842, die hier bezugsweise aufgenommen ist. Ebenso zeigen ausscheidungsvergütete AA7x75- und AA7x55-Legierungsprodukte hohe Festigkeitswerte im T6-Wärmebehandlungszustand. Es ist bekannt, daß der T6-Wärmebehandlungszustand die Festigkeit des Legierungsprodukts verbessert, und deshalb findet er insbesondere in der Flugzeugindustrie Anwendung. Ebenso ist es bekannt, die vorzusammengebauten Strukturen eines Flugzeugs künstlich zu altern, um die Korrosionsbeständigkeit zu verbessern, da sich durch die typischen Anwendungen das Aussetzen an viele verschiedene klimatische Bedingungen ergibt, womit eine sorgfältige Kontrolle der Arbeits- und Alterungsbedingungen erforderlich wird, um eine adäquate Festigkeit und Korrosionsbeständigkeit einschließlich Spannungskorrosion und Abblättern zu liefern.

[0003] Deshalb ist es bekannt, diese Aluminiumlegierungen der Serie AA7000 künstlich überzuvergüten bzw. zu überaltern. Bei künstlicher Alterung auf einen Wärmebehandlungszustand vom Typ T79, T76, T74 oder T73 verbessern sich ihre Beständigkeit gegen Spannungskorrosion, Abblätterungskorrosion und die Bruchzähigkeit in der genannten Reihenfolge (wobei von diesen Wärmebehandlungszu-

ständen T73 der beste und T79 nahe bei T6 ist). Ein akzeptabler Wärmebehandlungszustand ist der Wärmebehandlungszustand vom Typ T74 oder T73, wobei ein akzeptabel ausgeglichenes Niveau an Zugfestigkeit, Spannungskorrosionsbeständigkeit, Abblätterungskorrosionsbeständigkeit und Bruchzähigkeit erhalten ist.

[0004] Bei der Herstellung von Strukturteilen eines Flugzeugs wie einem Flugzeugrumpf, der aus Stringern, z.B. Kabinenstringern oder Rumpfstringern oder Trägern sowie aus Haut, sowohl Rumpfs als auch Kabinenhaut besteht, ist es im Stand der Technik bekannt, die Stringer oder Träger mit Nieten oder mittels Schweißen mit einem Aluminiumlegierungsblech zu verbinden, das z.B. eine Rumpfhaut bildet. Ein Aluminiumlegierungsblech wird z.B. nach der Gestalt des Rumpfs eines Flugzeugs gebogen und geformt und mit den Stringern und Trägern oder Rippen mittels Schweißen und/oder durch Verwendung von Nieten verbunden. Der Zweck der Stringer und Rippen besteht darin, die fertige Struktur zu stützen und zu versteifen.

[0005] Zur Beschleunigung der Produktion von Flugzeugen und wegen der Notwendigkeit der Reduzierung von Kosten und der Beschleunigung der Produktionszeit ist ebenso bekannt, ein Aluminiumlegierungsgrobblech mit einer Dicke im Bereich von 15 bis 70 mm herzustellen und das Grobblech zu biegen, das eine Dicke von größer oder gleich der Dicke des Blechs, welches den Flugzeugrumpf bildet, und die Höhe der Stringer oder Träger hat. Nach der Biegeoperation werden die Stringer aus dem Grobblech bearbeitet, wobei das Aluminiummaterial zwischen den Stringern heraus gefräst wird.

[0006] Solche Techniken aus dem Stand besitzen wenigstens zwei Hauptnachteile. Zunächst weist das Grobblech, das aus einer Aluminiumlegierung hergestellt wurde, die, wie oben erwähnt, zur Verbesserung der Korrosionsbeständigkeit künstlich gealtert wurde, nach der Biege- und Bearbeitungsoperation eine beträchtliche Verwerfung auf, wobei es eine vertikale und horizontale Verwerfung zeigt, was den Zusammenbau des Flugzeugrumpfs oder des Flugzeugflügels mühsam macht, weil alle Teile zusätzliche Korrekturbiege- und Meßoperationen benötigen. Zweitens weist die gebogene und bearbeitete Struktur mit Blech und Stringern oder Trägern Restspannung oder innere Spannung auf, die aus einer solchen Biegeoperation stammt und zu Bereichen oder Teilen der Struktur mit einer unterschiedlichen Mikrostruktur als andere Bereiche mit weniger oder mehr interner Restspannung führt. Die Bereiche mit einem hohen Niveau an interner Restspannung sind tendenziell beträchtlich anfälliger gegenüber Korrosion und Ermüdungsrißfortpflanzung.

Aufgabenstellung

[0007] Deshalb liegt eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung darin, ein Verfahren zur Herstellung einer

integrierten monolithischen Aluminiumstruktur und ein aus der Struktur hergestelltes Aluminiumprodukt herzustellen, das nicht einen oder mehrere der oben erwähnten Nachteile hat, wodurch Bauteile für Flugzeuge oder andere Anwendungen vorgesehen werden, die leichter und kostengünstiger zusammenzubauen sind, die keine oder wenigstens weniger Verwerfung nach der Bearbeitung aufweisen und die ferner eine gleichmäßigere Mikrostruktur aufweisen, wodurch Bereiche mit unterschiedlichen inneren Spannungsniveaus vermieden sind.

[0008] Genauer liegt eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung darin, ein Verfahren zur Herstellung einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur für Luftfahrtanwendungen vorzusehen, welche dazu verwendet werden kann, ein Flugzeug schneller als mit Aluminiumstrukturen aus dem Stand der Technik zusammenzubauen und bessere Eigenschaften wie Festigkeit, Zähigkeit und Korrosionsbeständigkeit zu erreichen.

[0009] Die vorliegende Erfindung löst eine oder mehrere dieser Aufgaben durch das Verfahren zur Herstellung einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur, welches folgende Schritte aufweist: (a) ein Aluminiumlegierungsgrobbloch aus einer Aluminiumlegierung mit einer vorbestimmten Dicke (y) wird vorgesehen, (b) das Legierungsgrobbloch wird gestaltet oder geformt, um eine vorbestimmte, gestaltete Struktur mit einem eingebauten Radius zu erhalten, (c) die gestaltete Struktur wird wärmebehandelt, (d) gegebenenfalls wird die gestaltete Struktur bearbeitet, z.B. hochgeschwindigkeitsbearbeitet, um eine integrierte monolithische Struktur zu erhalten. Weitere bevorzugte Ausführungsformen sind in den abhängigen Ansprüchen beschrieben und angegeben.

[0010] Nach einem weiteren Gesichtspunkt der Erfindung ist ein Aluminiumprodukt vorgesehen, welches aus einer integrierten Aluminiumstruktur hergestellt ist, die nach dem Verfahren dieser Erfindung hergestellt ist, und wobei die gestaltete Struktur bearbeitet wird, um eine integrierte Aluminiumstruktur mit einem Basisblech und Komponenten zu erhalten. Bevorzugte Ausführungsbeispiele sind in den entsprechenden abhängigen Ansprüchen beschrieben und beansprucht.

DETAILLIERTE BESCHREIBUNG DER BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSFORMEN

[0011] Im folgenden ist zu verstehen, daß, falls nicht anders angegeben, Aluminiumbezeichnungen und Bezeichnungen von Wärmebehandlungszuständen auf die Bezeichnungen der Aluminum Association in den Aluminum Standards and Data and the Registration Records Bezug nehmen, die von der Aluminum Association veröffentlicht sind.

[0012] "Monolithisch" ist ein Begriff, der dem Fachmann bekannt ist und eine im wesentlichen einzelne Einheit bedeutet, die ein einziges Teil sein kann, das ohne Verbindungsstelle oder Nähte geformt oder er-

zeugt ist und ein im wesentlichen gleichmäßiges Ganzes aufweist. Das durch das Verfahren der vorliegenden Erfindung erhaltene monolithische Produkt kann undifferenziert sein, d.h. aus einem einzigen Material geformt sein, und es kann integrale Strukturen oder Merkmale wie eine im wesentlichen kontinuierliche Haut mit einer Außenfläche oder -seite und einer Innenfläche oder -seite und integrale Stützelemente wie Rippen oder verdickte Abschnitte mit Rahmenelementen an der Innenfläche der Haut aufweisen.

[0013] Eine oder mehrere der oben erwähnten Aufgaben der vorliegenden Erfindung sind dadurch erreicht, daß ein Aluminiumlegierungsgrobbloch aus einer Aluminiumlegierung mit einer vorbestimmten Dicke vorbereitet wird, das Aluminiumgrobbloch gestaltet wird, um eine vorbestimmte gestaltete Struktur zu erhalten, dann die gestaltete Struktur bevorzugt künstlich oder natürlich gealtert oder gegläht wird und dann die gestaltete Struktur gefräst oder bearbeitet wird, z.B. über Hochgeschwindigkeitsbearbeitung, um eine integrierte monolithische Aluminiumstruktur zu erhalten, die für die oben erwähnten Zwecke verwendet werden kann.

[0014] Da der Alterungsschritt oder das Glühen nach dem Gestaltungsschritt durchgeführt wird, lassen sich Bauteile erhalten, die deutlich reduzierte Verwerfungsniveaus haben oder sogar im wesentlichen verwerfungsfrei sind, wodurch die resultierenden Produkte insbesondere für Flugzeugrumpf- oder Flügelanwendungen oder für eine vertikale Haut mit vertikalen Holmen für den Schwanz eines Flugzeugs geeignet sind. Man nimmt an, daß die gestaltete Struktur, welche die oben erwähnten Nachteile aufgrund des Gestaltungsschritts aufweist, ihre innere Spannung oder Restspannung während des gesamten künstlichen oder natürlichen Alterungsschritts freisetzt, der nach dem Gestaltungsschritt des Legierungsgrobbleschs durchgeführt wird.

[0015] Bei einer bevorzugten Ausführungsform des Verfahrens nach der Erfindung wird nach der Gestaltungsoperation des Aluminiumlegierungsgrobbleschs zu einer vorbestimmten gestalteten Struktur vor jeder Bearbeitungsoperation, z.B. mittels Hochgeschwindigkeitsbearbeitung, die vorbestimmte gestaltete Struktur künstlich gealtert, wodurch sich eine verbesserte Formbeständigkeit während nachfolgender Bearbeitungsoperationen ergibt. Bevorzugt wird die gestaltete Struktur künstlich auf einen Wärmebehandlungszustand gealtert, der aus der Gruppe ausgewählt ist, welche den T6-, T9-, T78-, T77-, T76-, T74-, T73- und T8-Wärmebehandlungszustand aufweist. Beispielhaft wäre ein geeigneter T73-Wärmebehandlungszustand der T7351-Wärmebehandlungszustand, und ein geeigneter T74-Wärmebehandlungszustand wäre der T7451-Wärmebehandlungszustand.

[0016] Bei einer Ausführungsform des Verfahrens umfaßt das Gestaltungs- und Formverfahren zum Erhalt einer vorbestimmten gestalteten Struktur eine

Kaltformoperation auf, z.B. eine Biegeoperation, die in einem Produkt mit einem eingebauten Radius resultiert.

[0017] Bei einer Ausführungsform des Verfahrens nach der Erfindung wurde das Aluminiumlegierungsgrobblech vor der Gestaltungs- oder Formoperation gestreckt nach dem Abschrecken von der Lösungsglühtemperatur. Bevorzugt beinhaltet die Streckoperation nicht mehr als 8 % der Länge knapp vor der Streckoperation, und sie liegt bevorzugt im Bereich von 1 bis 5 %. Dies wird typischerweise erreicht, indem das Aluminiumlegierungsgrobblech in einen T4- oder einen T73- oder T74- oder T76-Wärmebehandlungszustand wie einen T451-Wärmebehandlungszustand oder einen T7351-Wärmebehandlungszustand gebracht wird.

[0018] Die gestaltete Struktur hat bevorzugt eine Vorbearbeitungsdicke von größer oder gleich der kombinierten Dicke eines Basisblechs oder einer Haut und zusätzlicher Komponenten, z.B. Stringern, wobei das Basisblech und zusätzliche Komponenten die integrierte monolithische Aluminiumstruktur bilden.

[0019] Die Verwerfung des erhaltenen Produkts in Längsrichtung beträgt typischerweise weniger als 0,13 mm und bevorzugt weniger als 0,10 mm bei Messung nach BMS 7-323D, Abschnitt 8.7.

[0020] Bei einer Ausführungsform liegt die Vorbearbeitungsdicke (y) der gestalteten Struktur im Bereich von 10 bis 220 mm, bevorzugt im Bereich von 15 bis 150 mm und bevorzugter im Bereich von 20 bis 100 mm und am bevorzugtesten im Bereich von 30 bis 60 mm.

[0021] Das Aluminiumlegierungsgrobblech ist bevorzugt aus einer Aluminiumlegierung hergestellt, die aus der Gruppe besteht, die aus Aluminiumlegierungen der Serien AA5xxx, AA7xxx, AA6xxx und AA2xxx ausgewählt sind. Spezielle Beispiele sind diejenigen innerhalb der Aluminiumlegierungen der Serien AA7x50, AA7x55, AA7x75 und AA6x13, und typische Vertreter dieser Serien sind die Legierungen AA7075, A7475, AA7010, AA7050, AA7150 und AA6013.

[0022] Nach einer bevorzugten Ausführungsform der vorliegenden Erfindung wird das Aluminiumlegierungsgrobblech aus einer Aluminiumlegierung vorbereitet, welche nach dem Abschrecken gestreckt wurde. Ein Beispiel ist wie folgt angegeben:

Ein bevorzugtes Verfahren zur Herstellung einer Aluminiumlegierung der Serie AA7xxx für Grobblechanwendungen auf dem Luftfahrtgebiet mit ausgeglichener hoher Zähigkeit und guten Korrosionseigenschaften weist die Schritte auf, daß ein Körper mit einer Zusammensetzung bearbeitet wird, die in Gew.-% aus folgendem besteht:

Zn 5,0 – 8,5

Cu 1,0 – 2,6

Mg 1,0 – 2,9

Fe < 0,3, bevorzugt < 0,15

Si < 0,3, bevorzugt < 0,15,

gegebenenfalls einem oder mehreren Elementen, die ausgewählt sind aus:

Cr 0,03 – 0,25

Zr 0,03 – 0,25

Mn 0,03 – 0,4

V 0,03 – 0,2

Hf 0,03 – 0,5

Ti 0,01 – 0,15,

wobei die Gesamtmenge der optionalen Elemente 0,6 Gew.-% nicht überschreitet, der Rest Aluminium und zufällige Verunreinigungen jeweils < 0,05 % und die Gesamtmenge < 0,20 %, daß das Produkt Lösungswärmebehandelt und abgeschreckt wird, daß das abgeschreckte Produkt um 1 % bis 5 % und bevorzugt 1,5 % bis 3 % gestreckt wird, um zu einem T451-Wärmebehandlungszustand zu gelangen, und danach das Produkt gestaltet wird, z.B. mittels Biegen, Vorkrümmen oder Fräsen, um die vorbestimmte gestaltete Struktur zu erhalten.

[0023] Die vorbestimmte gestaltete Struktur wird dann bevorzugt künstlich gealtert, indem das Produkt bis zu dreimal nacheinander auf eine oder mehrere Temperaturen von 79°C bis 165°C erwärmt wird oder die vorbestimmte gestaltete Struktur zunächst auf eine oder mehrere Temperaturen von 79°C bis 145°C für zwei Stunden oder mehr erwärmt wird oder die gestaltete Struktur auf eine oder mehrere Temperaturen von 148°C bis 175°C erwärmt wird. Danach zeigt die gestaltete Struktur keine wesentliche Verwerfung, und gleichzeitig zeigt die gestaltete Struktur eine verbesserte Abblätterungskorrosionsbeständigkeit von "EB" oder besser nach Messung nach ASTM G34-97 und mit einer etwa 15% höheren Fließfestigkeit als ähnlich bemessene Gegenteile aus einer AA7x50-Legierung im T76-Wärmebehandlungszustand.

[0024] Nach AMS 2772C beinhaltet eine typische Alterungspraxis, um zu dem T7651-Wärmebehandlungszustand für die AA7050-Legierung zu gelangen, 3 bis 6 Stunden bei 121°C, gefolgt von 12 bis 15 Stunden bei 163°C, während für die gleiche Legierung das Ankommen am T7451-Wärmebehandlungszustand 3 bis 6 Stunden bei 121°C bedeutet, gefolgt von 20 bis 30 Stunden bei 163°C. Die typische Alterungspraxis, um zu dem T7351-Wärmebehandlungszustand für die AA7475-Legierung zu gelangen, beinhaltet 6 bis 8 Stunden bei 121°C, gefolgt von 24 bis 30 Stunden bei 163°C. Und die typische Alterungspraxis, um zu dem T651-Wärmebehandlungszustand für die AA7150-Legierung zu gelangen, beinhaltet 24 Stunden bei 121°C oder 24 Stunden bei 121°C, gefolgt von 12 Stunden bei 160°C.

[0025] Bei einer bevorzugten Ausführungsform des Produkts nach der Erfindung ist das Basisblech eine Rumpfhaut eines Flugzeugs, und die Komponenten sind wenigstens Teile von integralen Stringern oder anderen integralen Verstärkungen des Rumpfs eines Flugzeugs, und wobei der Rumpf einen eingebauten Radius hat.

[0026] Bei einer weiteren Ausführungsform ist das

Basisblech die Basishaut einer integrierten Struktur wie einer integrierten Tür, und die Komponenten sind wenigstens Teile der integralen Verstärkungen der integrierten Struktur eines Flugzeugs, und wobei die integrierte Struktur einen eingebauten Radius hat.

[0027] Bei einer anderen Ausführungsform ist das Basisblech eine Flügelhaut eines Flugzeugs, die Komponenten sind wenigstens Teile von integrierten Rippen und/oder anderen integrierten Verstärkungen wie Stringern eines Flügels eines Flugzeugs.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0028] Die obengenannten und weitere Merkmale und Vorteile des Verfahrens und des Aluminiumlegierungsprodukts nach der vorliegenden Erfindung werden leicht aus der folgenden detaillierten Beschreibung einer Ausführungsform deutlich, die weiter durch die beigefügten Zeichnungen beschrieben ist.

[0029] **Fig. 1** zeigt eine integrierte Aluminiumstruktur;

[0030] **Fig. 2** zeigt Verwerfungseffekte der integrierten Aluminiumstruktur von **Fig. 1**;

[0031] **Fig. 3a** zeigt eine Ausführungsform aus dem Stand der Technik;

[0032] **Fig. 3b** zeigt eine Ausführungsform der vorliegenden Erfindung; und

[0033] **Fig. 3c** zeigt eine gestaltete Struktur (**5**), die nach der vorliegenden Erfindung künstlich oder natürlich gealtert ist.

Ausführungsbeispiel

[0034] **Fig. 1** zeigt eine integrierte Aluminiumstruktur mit einem Basisblech **1** und zusätzlichen Komponenten **2** wie Stringern oder Trägern für Flugzeuganwendungen. Die integrierte Aluminiumstruktur **6** besteht aus einem vorgekrümmten Basisblech **1**, welches z.B. nach der Gestalt eines Flugzeugrumpfs gestaltet ist, wobei es den Querschnitt einer Rumpfhaut **1** zeigt. Die zusätzlichen Komponenten **2** sind z.B. Stringer, die an dem Basisblech **1** – nach Techniken aus dem Stand der Technik – z.B. durch Nieten und/oder durch Schweißen angebracht sind.

[0035] **Fig. 2** zeigt die Verwerfungseffekte einer integrierten Aluminiumstruktur, die nach einem Verfahren aus dem Stand der Technik hergestellt wurde. Wenn die zusätzlichen Komponenten **2** an dem Basisblech **1** angebracht werden, und wenn die ganze Struktur nach dem Bearbeitungs- und Niet- oder Schweißschritt fertigbearbeitet ist, ergibt sich eine horizontale Verwerfung d_1 und/oder eine vertikale Verwerfung d_2 gewöhnlich aus der Entspannung von dem vorgekrümmten Grobblech oder Blech, welches gebogen wurde, bevor zusätzliche Komponenten **2** mit dem Basisblech **1** verbunden werden, oder bevor die Komponenten **2** aus einem Grobblechprodukt mit einer entsprechenden Dicke bearbeitet werden.

[0036] **Fig. 3a** zeigt eine integrierte monolithische Struktur oder Komponente, welche ebenfalls nach

dem Stand der Technik hergestellt ist. Ein Aluminiumlegierungsblock **3** wird durch Gießen, Homogenisieren, Warmbearbeitung durch Walzen, Schmieden oder Extrudieren und/oder Kaltbearbeitung, Lösungsglühen, Abschrecken und Strecken hergestellt, wodurch ein dicker Aluminiumlegierungsblock **3** erhalten wird, welcher "gestaltet" wird, um eine vorbestimmte gestaltete Struktur **5** zu erhalten. Der Gestaltungsschritt ist ein mechanischer Fräs- oder Bearbeitungsschritt, wodurch der Aluminiumlegierungsblock **3** gefräst und eine vorbestimmte gestaltete Struktur **5** mit einer vorbestimmten Dicke y erhalten wird, wie dies in **Fig. 3c** gezeigt ist. Die vorbestimmte Dicke y ist größer oder gleich der Blechdicke x des Basisblechs **1** und der Ausdehnung der zusätzlichen Komponenten **2**, die – durch einen oder mehrere weitere Frässchritte – nach dem Alterungsschritt aus der gestalteten Struktur **5** bearbeitet werden. Ein Nachteil bei diesem Ansatz liegt darin, daß eine signifikante Restspannung in dem Produkt vorliegen kann, und dies kann u.a. dazu führen, daß der Querschnitt von Rahmenelementen oder der Haut selbst erhöht wird, um erforderliche Toleranzen und Sicherheitsanforderungen zu erfüllen.

[0037] **Fig. 3b** zeigt eine Ausführungsform der vorliegenden Erfindung, bei welcher der Gestaltungsschritt ein mechanischer Biegeschritt ist, wobei ein Aluminiumgrobblech **4** zu einer gebogenen oder vorgekrümmten Struktur **5** mit einem eingebauten Radius gebogen wird, die in **Fig. 3c** gezeigt ist. Unter Verwendung des Verfahrens nach dieser Erfindung können auch doppelt gekrümmte Strukturen hergestellt werden, z.B. eine Parabelstruktur. Ein Vorteil dieser Ausführungsform der vorliegenden Erfindung im Vergleich zum Stand der Technik liegt u.a. darin, daß weniger Aluminium zur Bearbeitung oder zum Fräsen verwendet wird, da die vorbestimmte Dicke y des Legierungsgrobblechs **4** beträchtlich kleiner als eine vorbestimmte Dicke des ganzen Aluminiumblocks **3** ist. Ferner lassen sich durch einen Alterungsschritt nach dem Gestalten im wesentlichen verwerfungsfreie Bauteile erhalten, die z.B. für Flugzeugrumpf- und -flügelanwendungen geeignet sind. Ein weiterer Vorteil des Verfahrens und des Produkts der vorliegenden Erfindung liegt darin, daß ein dünneres monolithisches Endprodukt oder eine Struktur vorgesehen wird, die Festigkeits- und Gewichtsvorteile gegenüber dickeren Produkten hat, die mit herkömmlichen Verfahren hergestellt wurden. Dies bedeutet, daß Auslegungen mit dünneren Wänden und weniger Gewicht vorgesehen und zur Verwendung genehmigt werden können. Ein weiterer Vorteil des Verfahrens und des Produkts liegt in der Gewichtsreduzierung des monolithischen Teils. Ferner wird Gewicht auch dadurch reduziert, daß Befestigungselemente möglicherweise weggelassen werden können. Dies steht mit den Vorteilen der Genauigkeit bei den Bearbeitungsoperationen in Zusammenhang, die sich aus der reduzierten Verwerfung ergeben, sowie der inhärenten Genauigkeit der Endbearbeitung nach

dem Formen.

BEISPIEL

[0038] In einem industriellen Maßstab wurden dicke Grobbleche aus der Legierung der Serie AA7475 (Material der Klasse Luft- und Raumfahrt) mit Endabmessungen einer Dicke von 40 mm, einer Breite von 1900 mm und einer Länge von 2000 mm hergestellt. Verschiedene Grobbleche wurden auf bekannte Weise in den T451-Wärmebehandlungszustand und den T7351-Wärmebehandlungszustand gebracht.

[0039] Bei einem Verfahren zur Herstellung integrierter monolithischer Strukturen wurde ein Grobblech im T451-Wärmebehandlungszustand in seiner L-Richtung zu einer Struktur mit einem Radius von 1000 mm gebogen, worauf künstliches Altern auf den T7351-Wärmebehandlungszustand folgte. Die Verwerfung in Längsrichtung lag im Bereich von 0,07 bis 0,09 mm, was auf bekannte Weise auf eine Restspannung in Längsrichtung im Bereich von 16 bis 22 MPa berechnet werden kann.

[0040] Bei einem weiteren Verfahren zur Herstellung integrierter Strukturen wurde ein Grobblech im T7351-Wärmebehandlungszustand in seiner L-Richtung ohne weitere Alterungsbehandlung zu einer Struktur mit einem Radius von 1000 mm gebogen. Die Verwerfung in Längsrichtung lag im Bereich von 0,15 bis 0,22 mm, was auf bekannte Weise auf eine Restspannung in Längsrichtung im Bereich von 49 bis 54 MPa berechnet werden kann.

[0041] Für beide Verfahren wurde die Verwerfung nach der Bearbeitung nach BMS 7-323D, Abschnitt 8,7, überarbeitete Version vom 21. Januar 2003 gemessen, die hier bezugsweise aufgenommen ist.

[0042] Dieses Beispiel zeigt u.a. den günstigen Einfluß der Alterungsbehandlung nach der Formung einer gekrümmten Platte und vor der Bearbeitung zu einer integrierten Struktur auf die Verwerfung und dadurch auf die Restspannung in dem Material.

[0043] Nachdem die Erfindung nun vollständig beschrieben wurde, wird dem Fachmann deutlich, daß viele Änderungen und Modifizierungen vorgenommen werden können, ohne den Geist oder Umfang der Erfindung zu verlassen, wie sie hier beschrieben ist.

Patentansprüche

1. Verfahren zur Herstellung einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur, welches folgende Schritte aufweist:

- a) ein Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) aus einer Aluminiumlegierung wird mit einer vorbestimmten Dicke (y) versehen,
- b) das Legierungsgrobbblech (4) wird gestaltet oder geformt, um eine vorbestimmte, gestaltete Struktur (5) zu erhalten,
- c) die gestaltete Struktur (5) wird wärmebehandelt,
- d) gegebenenfalls wird die gestaltete Struktur (5) be-

arbeitet, um eine integrierte monolithische Struktur (6) zu erhalten.

2. Verfahren nach Anspruch 1, bei welchem die Wärmebehandlung unter Schritt c) natürliches Altern, künstliches Altern oder eine Glühbehandlung umfaßt.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, bei welchem die gestaltete Struktur künstlich auf einen T6-, T79-, T78-, T77-, T76-, T74-, T73- oder T8-Wärmebehandlungszustand gealtert wird.

4. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 3, bei welchem der Gestaltungs- oder Formvorgang während des Schritts b) Kaltformung umfaßt.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 4, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) nach dem Abschrecken vor dem Gestaltungs- oder Formschritt gestreckt wurde.

6. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 5, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) nach dem Abschrecken vor dem Gestaltungs- oder Formschritt in einem Bereich von bis zu 8 gestreckt wurde.

7. Verfahren nach Anspruch 6, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) nach dem Abschrecken vor dem Gestaltungs- oder Formschritt in einem Bereich von 1 bis 5 gestreckt wurde.

8. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 7, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) vor dem Gestaltungs- oder Formschritt in einen Wärmebehandlungszustand gebracht wurde, der aus der Gruppe ausgewählt wurde, die T4, T73, T74 und T76 umfaßt.

9. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 8, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) aus einer Aluminiumlegierung hergestellt ist, die aus Legierungen der Gruppe der Serien AA2xxx, AA5xxx, AA6xxx oder AA7xxx ausgewählt ist.

10. Verfahren nach Anspruch 9, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) aus einer Aluminiumlegierung hergestellt ist, die aus Legierungen der Gruppe der Serien AA7x50, AA7x55, AA7x75 und AA6x13 ausgewählt ist.

11. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 10, bei welchem das Aluminiumlegierungsgrobbblech (4) aus einer Aluminiumlegierung mit einer Zusammensetzung hergestellt ist, die in Gew.-% aus folgendem besteht:

Zn 5,0 – 8,5
Cu 1,0 – 2,6
Mg 1,0 – 2,9
Fe < 0,3, bevorzugt < 0,15

Si < 0,3, bevorzugt < 0,15,
gegebenenfalls einem oder mehreren Elementen, die
ausgewählt sind aus:
Cr 0,03 – 0,25
Zr 0,03 – 0,25
Mn 0,03 – 0,4
V 0,03 – 0,2
Hf 0,03 – 0,5
Ti 0,01 – 0,15,
wobei die Gesamtmenge der optionalen Elemente
0,6 Gew.-% nicht überschreitet, der Rest Aluminium
und zufällige Verunreinigungen jeweils < 0,05 % und
die Gesamtmenge < 0,20 %.

12. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 11, bei welchem die gestaltete Struktur (5) eine Vorbearbeitungsdicke (y) im Bereich von 10 bis 220 mm, bevorzugt im Bereich von 15 bis 150 mm und bevorzugter im Bereich von 30 bis 60 mm hat.

13. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 12, bei welchem die integrierte monolithische Aluminiumstruktur Teil einer Flügelhaut oder eines Rahmenabschnitts für ein Flugzeug ist.

14. Aluminiumprodukt, das aus einer integrierten monolithischen Aluminiumstruktur (6) hergestellt ist, die nach dem Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 13 hergestellt wurde, dadurch gekennzeichnet, daß die gestaltete Struktur (5) bearbeitet wird, um eine integrierte Aluminiumstruktur (6) mit einem Basisblech (1) und integralen Komponenten (2) zu erhalten.

15. Aluminiumprodukt nach Anspruch 14, bei welchem das Basisblech (1) eine Rumpfhaut eines Flugzeugs ist und die Komponenten (2) wenigstens Teile von integralen Stringern oder anderen integralen Verstärkungen des Rumpfs eines Flugzeugs sind, und mit einem eingebauten Radius.

16. Aluminiumprodukt nach Anspruch 14, bei welchem das Basisblech (1) die Basishaut einer integrierten monolithischen Struktur wie einer integrierten Tür ist und die integrierten Komponenten (2) wenigstens Teile der integrierten Verstärkungen der integrierten Struktur eines Flugzeugs sind, und mit einem eingebauten Radius.

17. Aluminiumprodukt nach Anspruch 14, bei welchem das Basisblech (1) eine Flügelhaut eines Flugzeugs ist und die Komponenten (2) wenigstens Teile von integrierten Rippen oder anderen integrierten Verstärkungen eines Flügels eines Flugzeugs sind.

Es folgen 2 Blatt Zeichnungen

Fig. 1

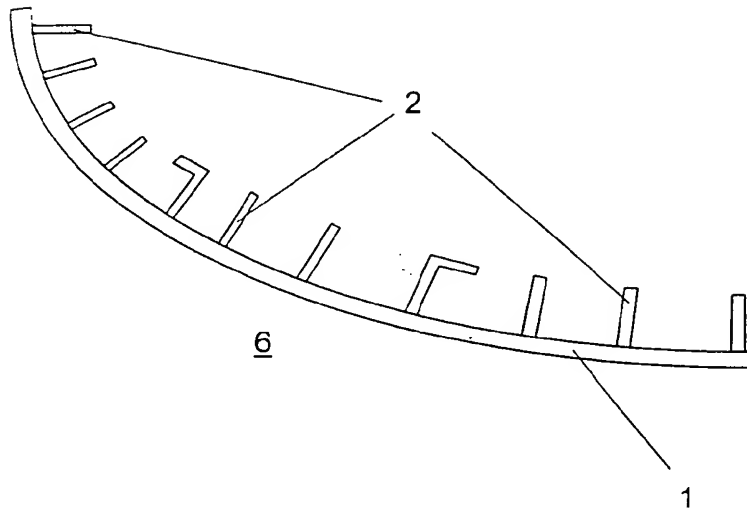


Fig. 2

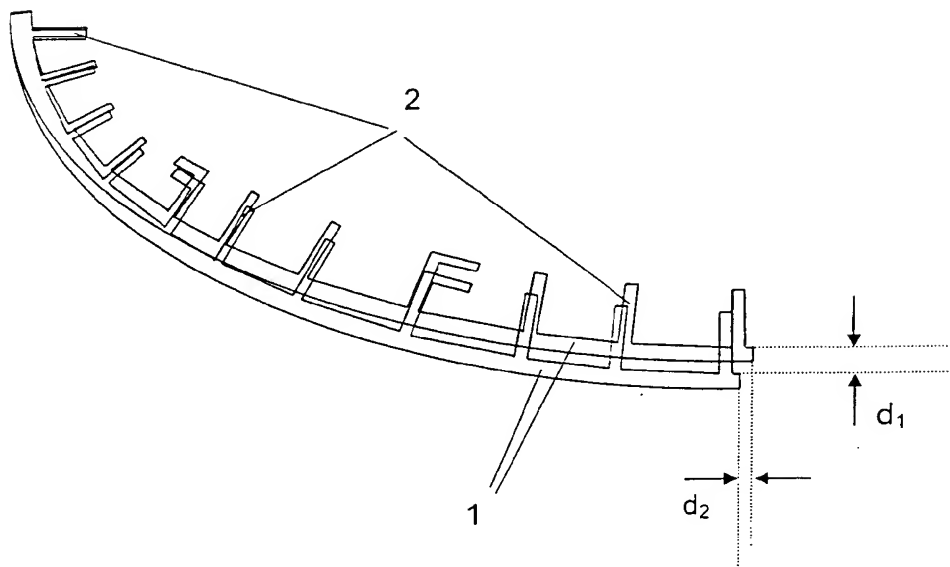


Fig. 3a

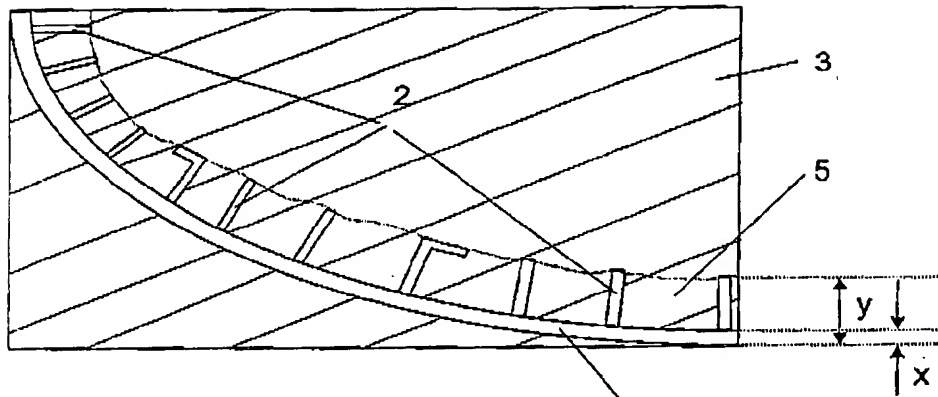


Fig. 3b

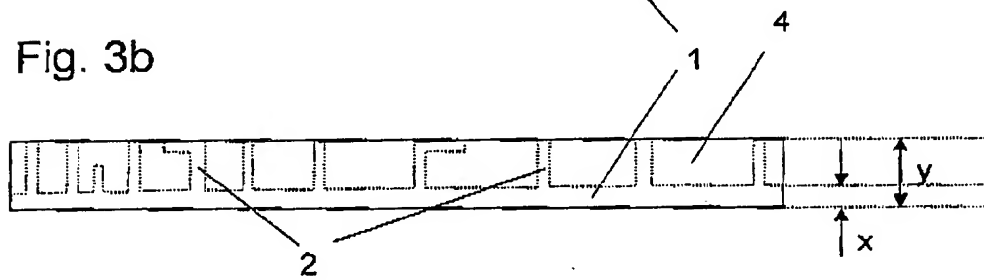


Fig. 3c

